

3

Satellite Communication Systems

Overview

3.1. Introduction to satellite communication systems

- 3.1.1. Services, frequency bands and applications
- 3.1.2. Elements of a satellite communication system
- 3.1.3. Example: ARTEMIS satellite (ESA)
- 3.1.4. Orbits

3.2 Link budget

- 3.2.1. Link equation
- 3.2.2. Atmospheric effects
- 3.2.3. Link performance estimation

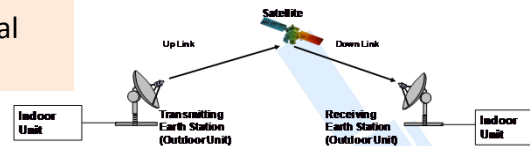
3.3. Transponder Capacity Sizing**3.3. Broadband Satellite Systems**

CHAPTER 2: Satellite Systems



3.1. Introduction to satellite communication systems

A communication link between a Tx station and a Rx one uses an artificial satellite as a repeater in the sky



- ✓ The Space Surveillance Network (SSN) tracks every object in orbit over 10 cm in diameter.
- ✓ There are approximately 3,000 satellites operating in Earth orbit.
- ✓ There are roughly 8,000 man-made objects in total



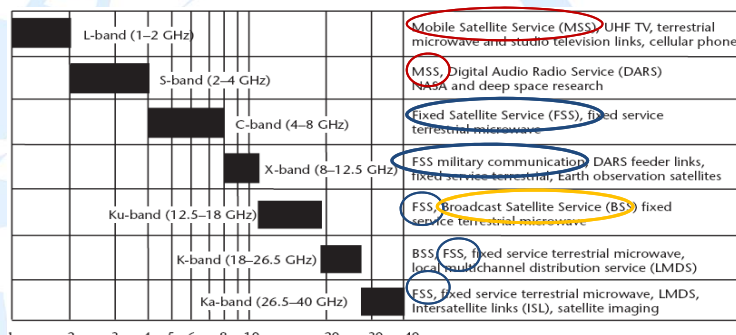
http://static01.nyt.com/images/2009/02/12/timestopics/topics_satellites_395.jpg

CHAPTER 2: Satellite Systems



3.1.1. Services, frequency bands and applications

- Fixed Satellite Services (FSS) & ISLs inter satellites links
- Broadcast Satellite Services (BSS), DTH with TVRO, SMATV, CATV
- Mobile Satellite Services (MSS). Maritime, Aeronautical, Terrestrial



From Bruce R. Elbert . The Satellite Communication. Applications Handbook. ARTECH HOUSE, INC

CHAPTER 2: Satellite Systems



3.1.1. Services, frequency bands and applications

- 1 Fixed to Fixed
- 2 Mobile to Transportable
- 3 Fixed to Mobile
- 4 Point to Multipoint

G. IAPICHINO and Ch. BONNET. "Security scenario definition report". Institut Eurecom1. 2008.

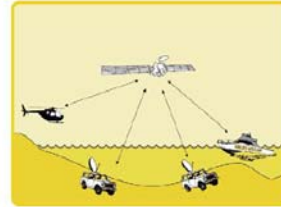
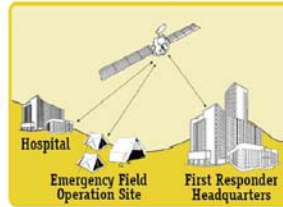


Figure 5: Fixed-to-fixed communications and transportable-to-mobile communications

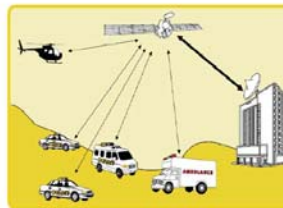
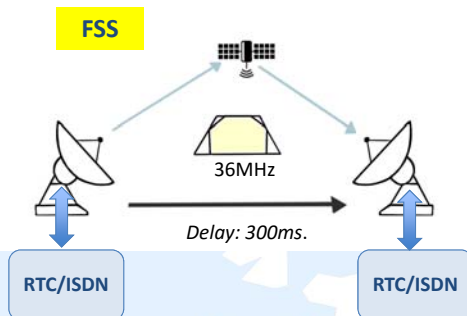


Figure 6: Fixed-to-mobile communications and point-to-multipoint communications

CHAPTER 2: Satellite Systems

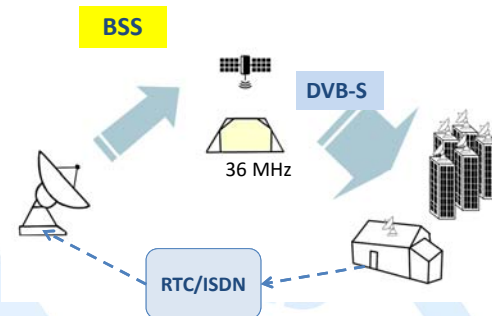


Voice and Telephony Networks



Analog transmission: FDM/FM
Digital transmission: TDM/QPSK

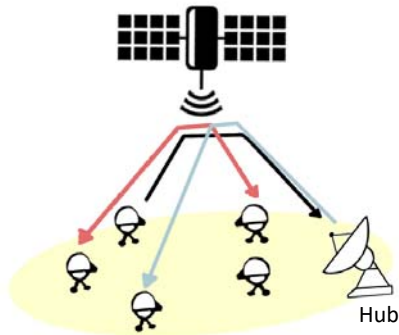
Broadcast and Multicast of Digital Content



Analog transmission: FDM/FM (1 CH-27 MHz)
Digital transmission: TDM/QPSK (6 CH-36 MHz)

CHAPTER 2: Satellite Systems

VSAT Networks

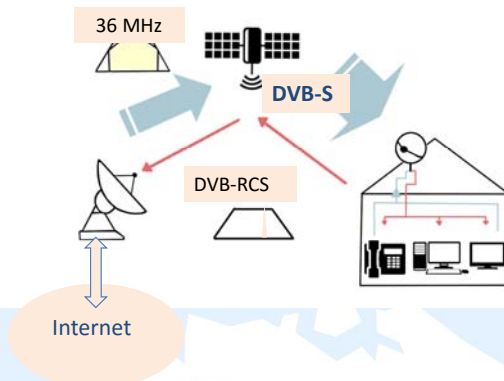


APPLICATIONS:

- Retail Networks
- Corporate Networks
- Rural Telephony and Network Extensions
- High-speed Internet access
- Video Applications
- Distance Learning, etc..

CHAPTER 2: Satellite Systems

Broadband Communications and the Internet



eutelsatbroadband

ka-sat@eutelsatbroadband.com
www.eutelsat.com

**Satellite
Communications
for
Universal
Broadband Access**



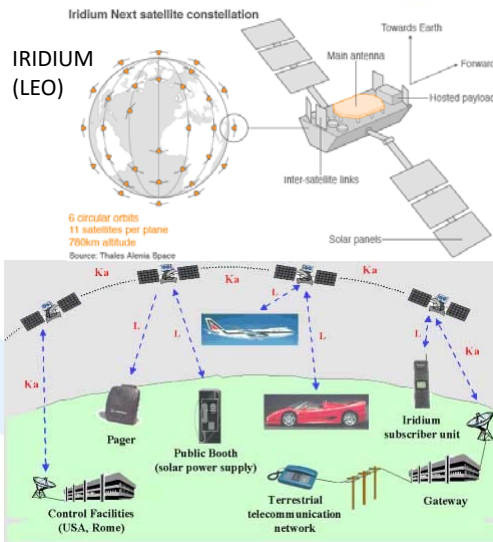
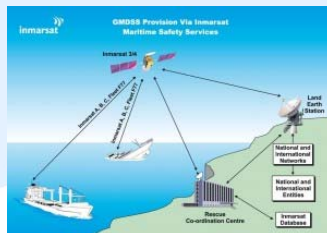
CHAPTER 2: Satellite Systems



Mobile and Personal Communications



INMARSAT (GEO)



CHAPTER 2: Satellite Systems



Overview

3.1. Introduction to satellite communication systems

- 3.1.1. Services, frequency bands and applications
- 3.1.2. Elements of a satellite communication system
- 3.1.3. Example: ARTEMIS satellite (ESA)
- 3.1.4. Orbits

3.2 Link budget

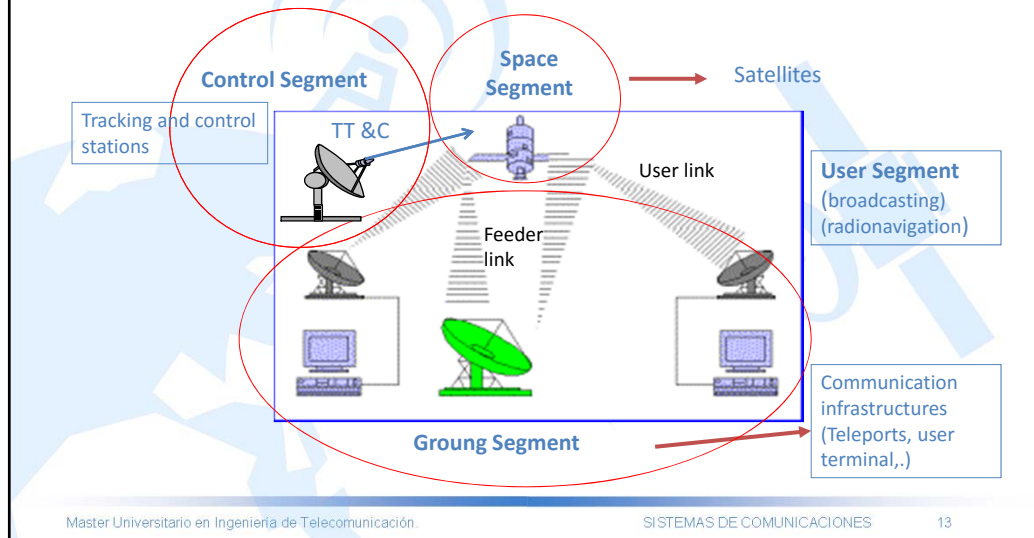
- 3.2.1. Link equation
- 3.2.2. Atmospheric effects
- 3.2.3. Link performance estimation

3.3. Transponder Capacity Sizing

3.3. Broadband Satellite Systems

CHAPTER 2: Satellite Systems

3.1.2. Elements of a satellite communication system



Master Universitario en Ingeniería de Telecomunicación.

SISTEMAS DE COMUNICACIONES

13

CHAPTER 2: Satellite Systems

ON-BOARD PROCESSOR

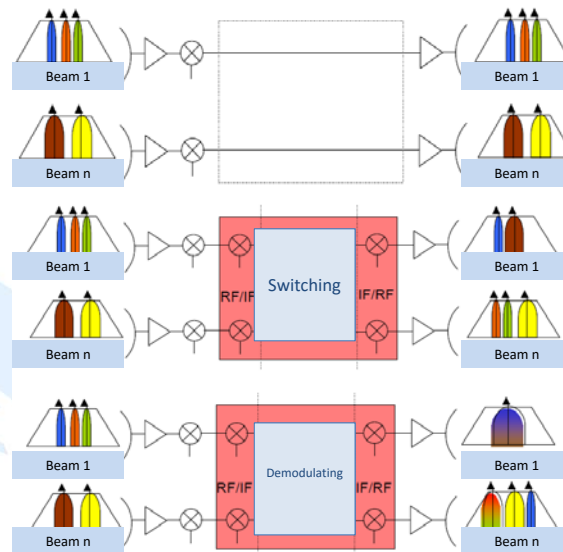
Transparent transponder

All in RF/IF

Transparent processor

Regenerative processor

- Different modulation and coding formats may be used in each link.
- On-board processor may be used on-board.
- Possibility of using baseband switching on-board.
- Improved error rate.
- Cheaper earth terminals



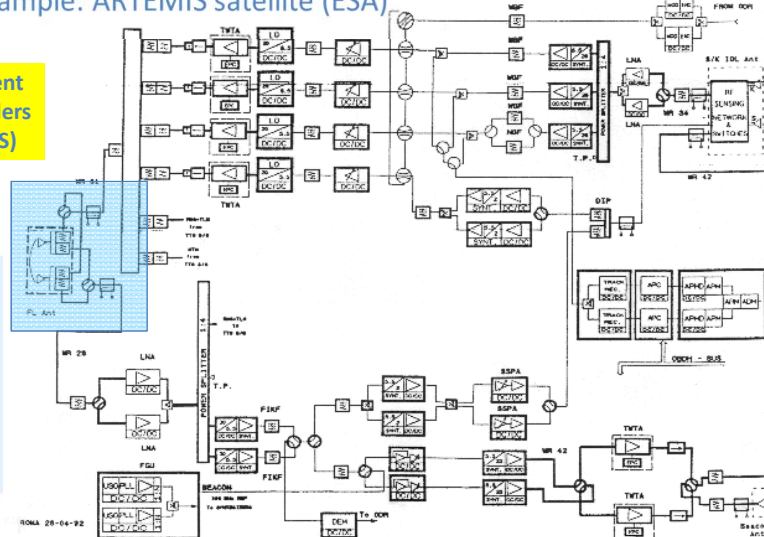
Master Universitario en Ingeniería de Telecomunicación.

SISTEMAS DE COMUNICACIONES

14

CHAPTER 2: Satellite Systems

3.1.3. Example: ARTEMIS satellite (ESA)

Transparent
Transponders
(ARTEMIS)
http://www.wtec.org/loyola/satcom/c5_s3.htm

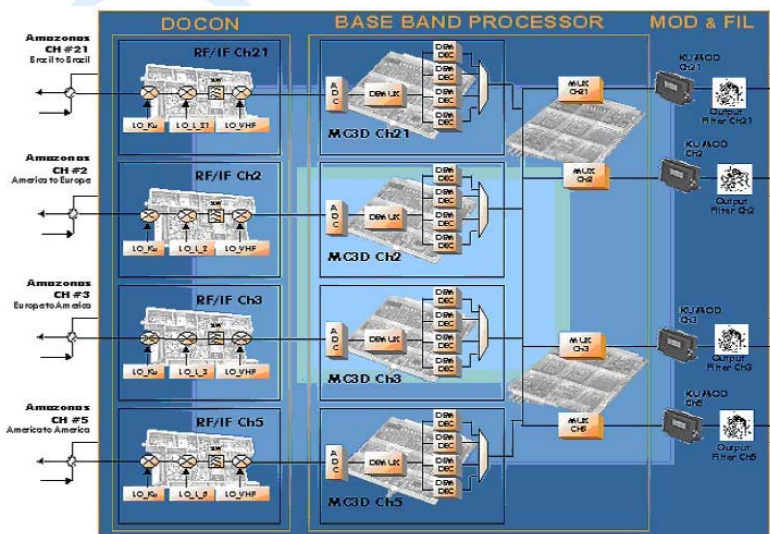
Master Universitario en Ingeniería de Telecomunicación.

SISTEMAS DE COMUNICACIONES

15

CHAPTER 2: Satellite Systems

3.1.3. Example: AMERHIS on HISPASAT satellites

On-Board
Processor
Regenerative
(AMERHIS)

Master Universitario en Ingeniería de Telecomunicación.

SISTEMAS DE COMUNICACIONES

16

CHAPTER 2: Satellite Systems



DLR - Institute of Communications and Navigation - NROBP - Next Generation Regenerative On-Board Processor in Broadband Satellite Systems for Security Applications

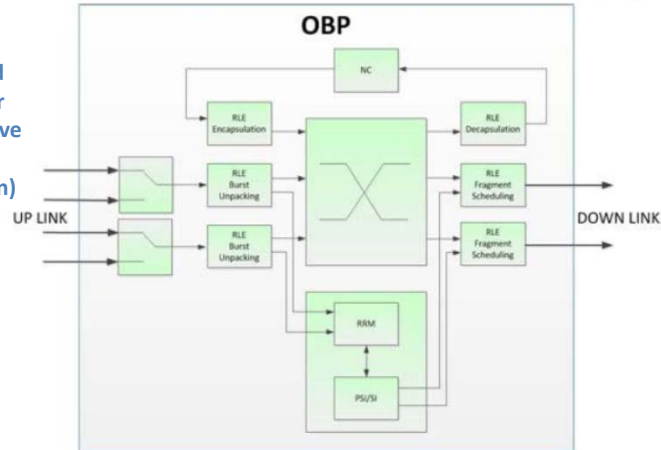
On-Board
Processor
Regenerative
(Next
Generation)

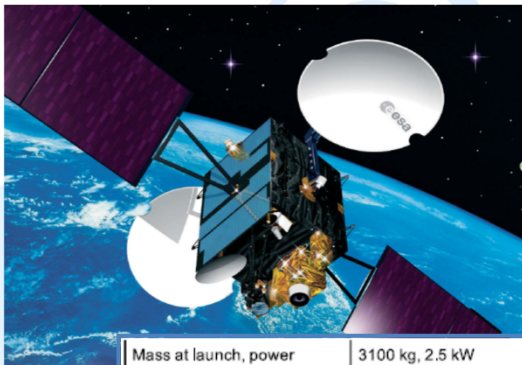
Figure 1: Architecture of the On-Board Processor with On-Board Switch and Network Coding (NC) Unit

http://www.dlr.de/kn/en/desktopdefault.aspx/tabid-4307/6939_read-41251/admin-1/

CHAPTER 2: Satellite Systems



3.1.3. Example: ARTEMIS satellite (ESA)



Mass at launch, power	3100 kg, 2.5 kW
S/C size: height, length, width	4.8 m, 25 m (solar array tip-to-tip), 8 m (antennas deployed)
Design life	10 years
Orbital position	21.5° E (GEO)

<https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/a/artemis>

CHAPTER 2: Satellite Systems

Communications: Data Relay Payload

Coverage	Approximately 65% of orbits up to 1000 km altitude
Feeder/downlink coverage	Western Europe
Inter-orbit link (S-band 2 GHz)	Up to 1 Mbit/s in the forward direction (i.e. Artemis to low altitude spacecraft). Up to 3 Mbit/s in the return direction (i.e. low altitude spacecraft to ARTEMIS)
Ka-band (23/26 GHz)	10 Mbit/s in the forward direction 3 x 150 Mbit/s in the return direction
Optical link (800 nm)	2 Mbit/s in the forward direction 50 Mbit/s in the return direction

Communications:
Data Relay
Payload

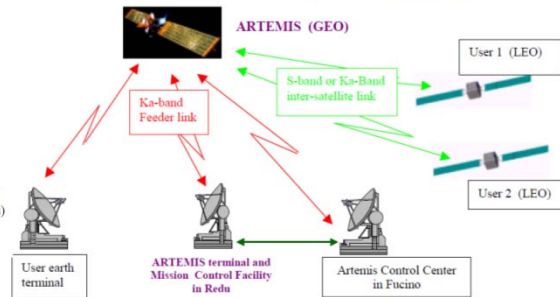
<https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/a/artemis>

3.4.2 S-band interorbit link RF characteristics

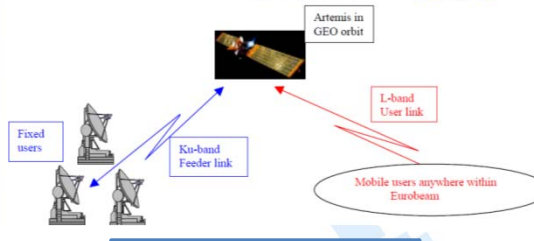
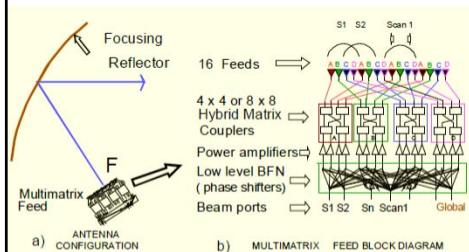
- Forward link frequencies 2.025 to 2.110 GHz
- Return link frequencies 2.200 to 2.290 GHz
- G/T in direction of user 6.5 db/K for 0 degr. Steering angle
8.0 db/K for 10 degr. Steering angle
- EIRP in the direction of user > 46 dbW

3.4.3 Ka-band inter-orbit link RF characteristics

- Forward link frequencies 23.120 to 23.550 GHz (divided into 5 channels)
- Return link frequencies 25.250 to 27.500 GHz (divided into 8 channels)
- G/T in direction of user > 22.5 db/K
- EIRP in direction of user > 62.9 dbW



CHAPTER 2: Satellite Systems

LLM (L-band Land Mobile)
Payload

<https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/a/artemis>

LLM (L-band Land Mobile) Payload

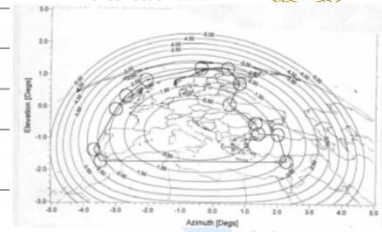
Coverage	Europe, North Africa & Middle East (one European beam and three spot beams)
Frequency bands	1,5 GHz (L-band) to/from mobiles 12/14 GHz (Ku-band) to/from fixed earth stations
Voice channels	Up to 662 bi-directional
Mobile terminal antenna	20 cm x 40 cm

CHAPTER 2: Satellite Systems



Capacity of the LLM payload

Beam	Euro global	Spot A	Spot B	Spot C
Number of L-band carriers (19 dBW)	360	662	462	522
Capacity corresponds to antenna contour ...db below peak gain	3.1	1.8	1.5	1.5



The above number of channels is almost completely (95%) available to potential operators.

Frequency ranges:

- Forward feederlink : 14.231 to 14.250 GHz
- Return feederlink : 12.731 to 12.750 GHz
- Forward user link : 1.530 to 1.559 GHz
- Return user link : 1631.5 to 1660.5 GHz

L-band G/T

The G/T in the direction of a user anywhere in the antenna beam is equal or better than the following values:

- - 0.7 db/K anywhere in the european/ african coverage
- + 1.0 db/K anywhere in the spot beam A
- +1.4 db/K anywhere in the spot beam B
- - 0.3 db/K anywhere in the spot beam C

Channel selection:

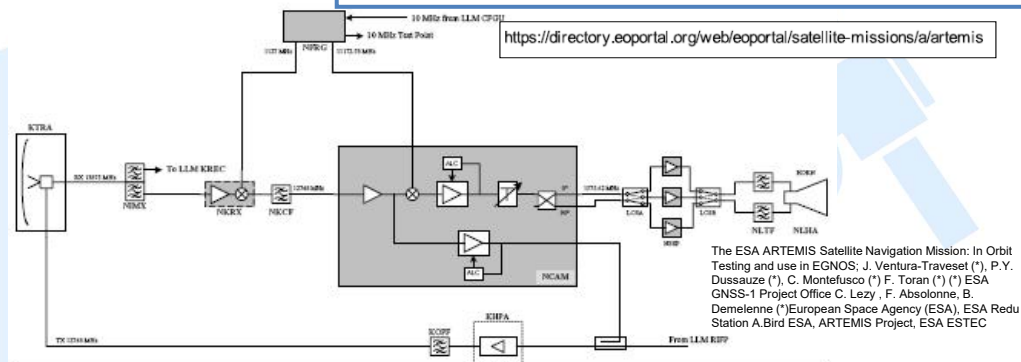
In the forward link there are in total 3 channels of 1 MHz bandwidth plus 3 channels of 4 MHz bandwidth. In the return link there are in total 15 channels of 1 MHz bandwidth. The center frequency of every channel can be freely and independently selected anywhere in the L-band frequency range in steps of 500 KHz. Forward and return channels have a fixed frequency off-set of 101.5 MHz. The channels can be connected to either of the four L-band beams, i.e. to the global Euro/North-African beam or to one of the three spot beams. The channel distribution can be selected by the operator.

CHAPTER 2: Satellite Systems



Navigation Payload EGNOS

Navigation Payload EGNOS	
Coverage	Global (specifically Europe)
Mass, power	25 kg, 110 W
Antenna	L-band to user: 45 cm diameter horn antenna
Frequency bands	Downlink: 1.575 GHz (L-band, L1 GPS) & 12.748 GHz (Ku-band) Uplink: 13.875 GHz (Ku-band)



The ESA ARTEMIS Satellite Navigation Mission: In Orbit Testing and use in EGNOS; J. Ventura-Traveset (*), P.Y. Dussauze (*), C. Montefusco (*), F. Toran (*), ESA GNSS-1 Project Office C. Lezy, F. Absolonne, B. Demelonne (*), European Space Agency (ESA), ESA Redu Station A.Bird ESA, ARTEMIS Project, ESA ESTEC

CHAPTER 2: Satellite Systems

FLIGHT RESULTS OF THE LOLA DEMONSTRATION OF OPTICAL COMMUNICATIONS BETWEEN AN AIRCRAFT AND A GEO RELAY SATELLITE

L. Vaillon, G. Planche, V. Chorvillat, D. Gendre, G. Jobert.
EADS Astrium Satellites, 31 rue des cosmonautes, 31077 Toulouse France
ludovic.vaillon@astrium.eads.net

SILEX (Semiconductor Intersatellite Link Experiment)

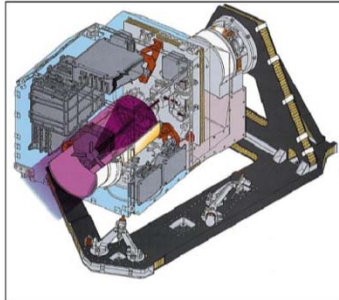


Figure 9: Schematic illustration of a SILEX laser terminal (image credit: ESA, EADS Astrium SAS)

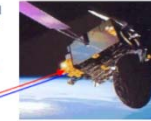
<https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/a/artemis>

Master Universitario en Ingeniería de Telecomunicación.

ETSIT
UPM



SILEX GEO terminal
on-board ARTEMIS
data relay satellite



LOLA terminal on-board a Falcon 20 aircraft



50 Mbit/s Uplink (High definition video data)

2 Mbit/s Downlink (Audio)

Fig. 1: The LOLA bi-directional optical data link between an aircraft and the Artemis GEO Relay satellite

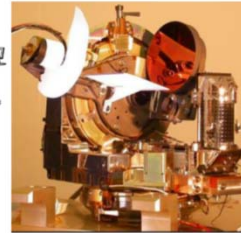
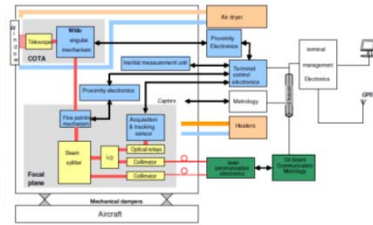


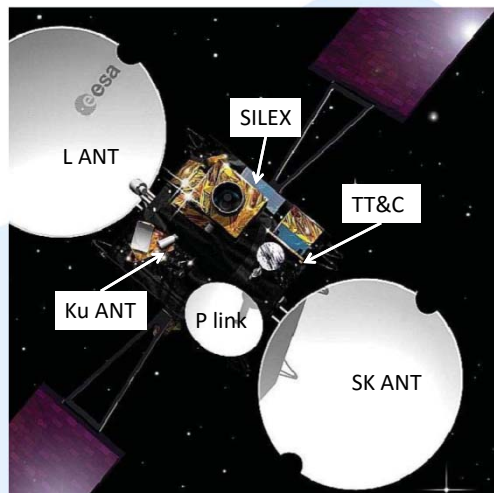
Fig. 3: LOLA terminal functional diagram (left) and aerial during ground tests in clean room

SISTEMAS DE COMUNICACIONES

23

CHAPTER 2: Satellite Systems

ETSIT
UPM



<https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/a/artemis>

Available Bands

Ka-band

ARTEMIS has a powerful, steerable Ka-band spot beam. It can be used to communicate with satellites in Low Earth Orbit and to collect telemetry or other data from a satellite as well as transmit tele-commands to it.

Data rates up to 450Mbps.

S-band

ARTEMIS has a powerful, steerable S-band user beam. It can be used to communicate with satellites in Low Earth orbit and to collect telemetry or other data from a satellite as well as transmit tele-commands to it.

L-band

LLM (L-band Land Mobile) is fully compatible with the EMS (European Mobile System) payload developed by ESA. Permits two-way communications, via satellite, between fixed Earth stations and land mobiles, such as trucks, trains or cars, anywhere in Europe and North Africa. Full redundant support is provided.

Optical

Data rates up to 50Mbit/s.

PASTEL (SPOT Passenger Laser Telecommunication) is a high data-rate intersatellite transmission system based on laser technology. OPALE (Optical Payload for Intersatellite Link Experiment) has pointing accuracy: better than 1 arc second.

<http://www.avantiplc.com/artemis/#two-tab>

Master Universitario en Ingeniería de Telecomunicación.

SISTEMAS DE COMUNICACIONES

24

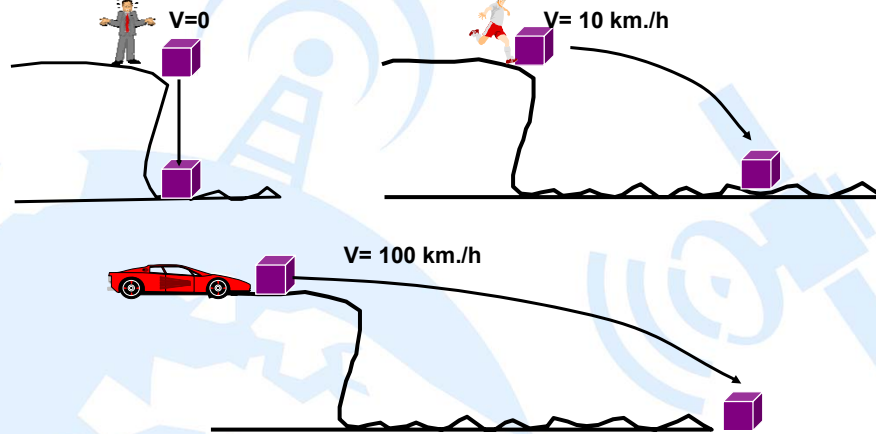
3.1.4. Orbits

- Basic system design element; together with the spectrum, it is considered a consumed resource. The optimal orbit depends on the application.
- The basic characteristics are based on Kepler's Three Laws that can be deduced from Newton's Law of Universal Gravitation.
- In practice, an artificial satellite is subjected to a number of forces of which the most important one –by far- is that derived of the existence of the Earth gravitation field.
- It is also affected by other less important forces: friction with the residual atmosphere, the Sun and the Moon perturbing forces, the effects of tides, electrostatic and magnetic forces, etc.).

Definición

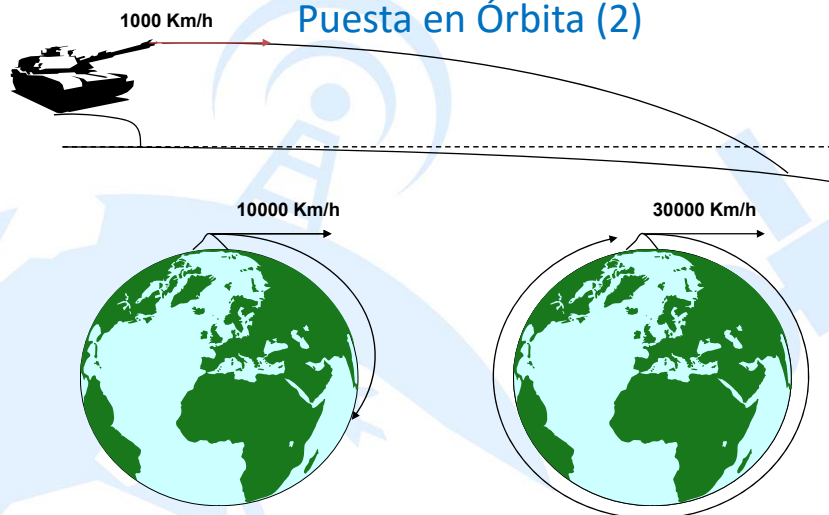
- La Mecánica Orbital *se encarga de estudiar, conocer y determinar el movimiento de los cuerpos celestes en torno al Sol ...*
- *... y en particular el movimiento de los satélites artificiales alrededor de la Tierra.*
- Utilidad:
 - Diseño orbital (Análisis de Misión): optimización de los requisitos del sistema (tiempo de visibilidad, requisitos de la carga útil, ventana de lanzamiento, etc.)
 - Determinación orbital: conocimiento de la posición del satélite en todo momento y correcciones orbitales
- **La órbita determina la misión espacial, ... y viceversa**

Puesta en Órbita (1)



¡ Al incrementar la velocidad inicial aumenta el alcance !

Puesta en Órbita (2)

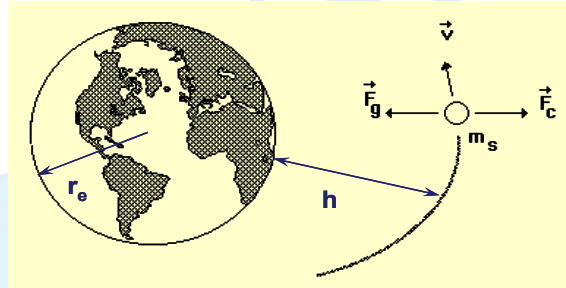


¡ Con una velocidad inicial suficiente el objeto entra en órbita !

CHAPTER 2: Satellite Systems



Ecuaciones Órbita Geoestacionaria



Masa de la Tierra : $m_T = m_e = 5.98 \times 10^{24} \text{ kg}$

Constante de Gravitación Universal 1: $G = 6.67 \times 10^{-11} \frac{\text{m}^3}{\text{kg} \cdot \text{s}^2}$

Constante de Kepler : $k = Gm_e = 3.98601352 \times 10^5 \frac{\text{km}^3}{\text{s}^2}$

Radio terrestre : $r_T = r_e = 6377 \text{ km}$

$$\vec{F}_c = \vec{F}_g$$

$$\frac{m_s v^2}{r_e + h} = \frac{m_s m_e}{(r_e + h)^2} G$$

$$v = \sqrt{\frac{Gm_e}{r_e + h}}$$

$$T = \frac{2\pi(r_e + h)}{v}$$

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{(r_e + h)^3}{Gm_e}}$$

$$T = 23^h 56^m 4^s = 86164 \text{ seg}$$

$$r_e + h = 42157 \text{ Km}$$

$$h = 35779 \text{ Km}$$

$$v = 3.074 \text{ Km/seg}$$

CHAPTER 2: Satellite Systems



Día solar y día sidéreo



1 día solar = 24 horas

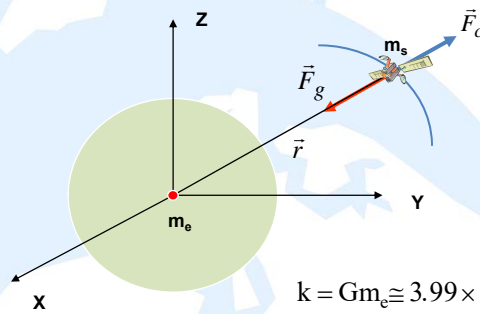
1 año solar = 365.25 días

1 día sidéreo = $24 \frac{365.25}{366.25} = 23^h 56^m 4^s$

Cálculo General de la Órbita

Las leyes de Kepler pueden obtenerse de la ley de Gravitación Universal de Newton bajo las siguientes aproximaciones:

- Tierra y satélite son masas puntuales
- Sólo acción fuerzas gravitacionales Tierra-satélite
- Sólo órbitas terrestres



$$\vec{F}_g = G \frac{m_e m_s}{r^2} (-\hat{r})$$

$$\vec{F}_c = m_s \vec{a} = m_s \frac{d^2 \vec{r}}{dt^2}$$

$$\vec{F}_g = \vec{F}_c \Rightarrow \frac{d^2 \vec{r}}{dt^2} + \hat{r} \frac{k}{r^2} = 0$$

$$k = Gm_e \approx 3.99 \times 10^{14} \frac{\text{m}^3}{\text{sg}^2}$$

Constante de Kepler

La órbita es plana

Haciendo el producto vectorial ($\vec{r} \times$):

$$\vec{r} \times \frac{d^2 \vec{r}}{dt^2} = 0$$

Teniendo en cuenta que:

$$\frac{d}{dt} \left[\vec{r} \times \frac{d\vec{r}}{dt} \right] = \frac{d\vec{r}}{dt} \times \frac{d\vec{r}}{dt} + \vec{r} \times \frac{d^2 \vec{r}}{dt^2}$$

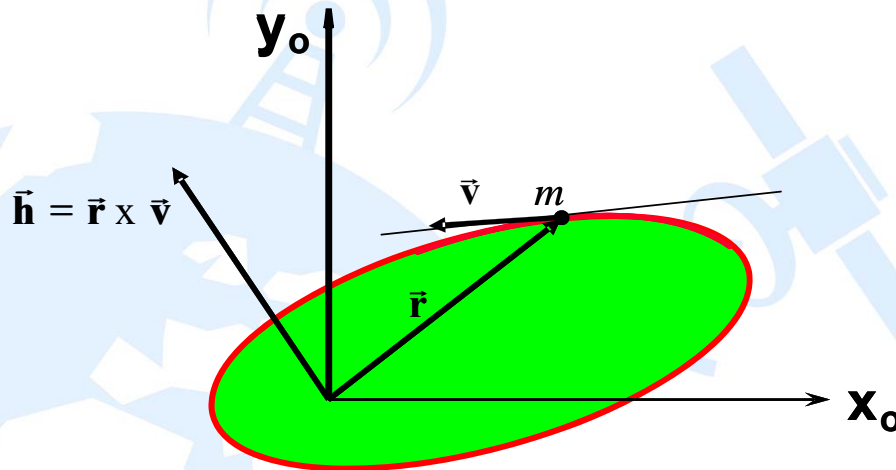
Resulta $\frac{d}{dt} \left[\vec{r} \times \frac{d\vec{r}}{dt} \right] = 0$ y por tanto $\vec{r} \times \frac{d\vec{r}}{dt} = \vec{r} \times \vec{v} = \vec{h}$ (cte)

$$\vec{r} \cdot \vec{h} = \vec{r} \cdot (\vec{r} \times \vec{v}) = \vec{v} \cdot (\vec{r} \times \vec{r}) \equiv 0$$

$$\rightarrow \vec{r} \perp \vec{h}$$

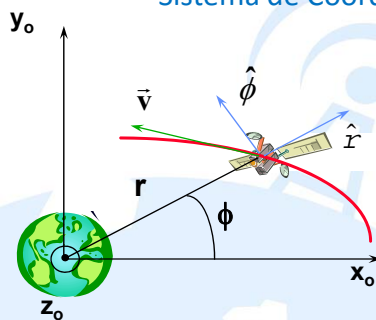
Por tanto, la órbita está en un plano perpendicular a \vec{h} y que pasa por el centro de masas de la Tierra.

La órbita es plana

Sistema de Coordenadas Orbitales (Sistema perifocal)

Se elige un sistema de coordenadas orbitales o perifocal ($x_o, y_o, z_o=0$).

El vector velocidad es tangente a la trayectoria y conviene usar polares (r, ϕ) para describir la posición.



$$\vec{v} = \frac{d\vec{r}}{dt} = \frac{d}{dt}(r\hat{r}) = \hat{r} \frac{dr}{dt} + r \frac{d\hat{r}}{dt}$$

Pero $\frac{d\hat{r}}{dt} = \frac{\partial \hat{r}}{\partial r} \frac{dr}{dt} + \frac{\partial \hat{r}}{\partial \phi} \frac{d\phi}{dt} = \frac{\partial \hat{r}}{\partial \phi} \frac{d\phi}{dt}$

Además $\hat{r} = \hat{x} \cos \phi + \hat{y} \sin \phi \Rightarrow \frac{\partial \hat{r}}{\partial \phi} = -\hat{x} \sin \phi + \hat{y} \cos \phi = \hat{\phi}$

Por tanto:

$$\vec{v} = \frac{dr}{dt} \hat{r} + r \frac{d\phi}{dt} \hat{\phi}$$

Ecuaciones Escalares

El vector aceleración será:

$$\vec{a} = \frac{d^2 \vec{r}}{dt^2} = \frac{d\vec{v}}{dt}$$

y teniendo en cuenta que

$$\frac{d\hat{\phi}}{dt} = \frac{\partial \hat{\phi}}{\partial \phi} \frac{d\phi}{dt} = -\hat{r} \frac{d\phi}{dt}$$

resulta:

$$\vec{a} = \hat{r} \left[\frac{d^2 r}{dt^2} - r \left(\frac{d\phi}{dt} \right)^2 \right] + \hat{\phi} \frac{1}{r} \frac{d}{dt} \left(r^2 \frac{d\phi}{dt} \right)$$

Con ello la ecuación vectorial del movimiento del satélite resulta en el sistema de ecuaciones escalares:

$$\begin{cases} \frac{1}{r} \frac{d}{dt} \left(r^2 \frac{d\phi}{dt} \right) = 0 & \text{Componente angular en } \hat{\theta} \\ \frac{d^2 r}{dt^2} - r \left(\frac{d\phi}{dt} \right)^2 + \frac{k}{r^2} = 0 & \text{Componente radial en } \hat{r} \end{cases}$$

Segunda Ley de Kepler

La primera ecuación indica que:

$$r^2 \frac{d\phi}{dt} = cte$$

y teniendo en cuenta que

$$|\vec{h}| = |\vec{r} \times \vec{v}| = r^2 \frac{d\phi}{dt}$$

resulta:

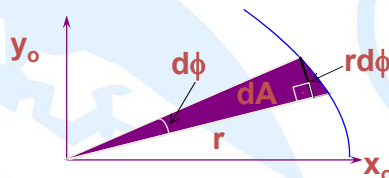
$$h = r^2 \frac{d\phi}{dt} = cte$$

Como además:

$$dA = \frac{1}{2} r^2 d\phi$$

=>

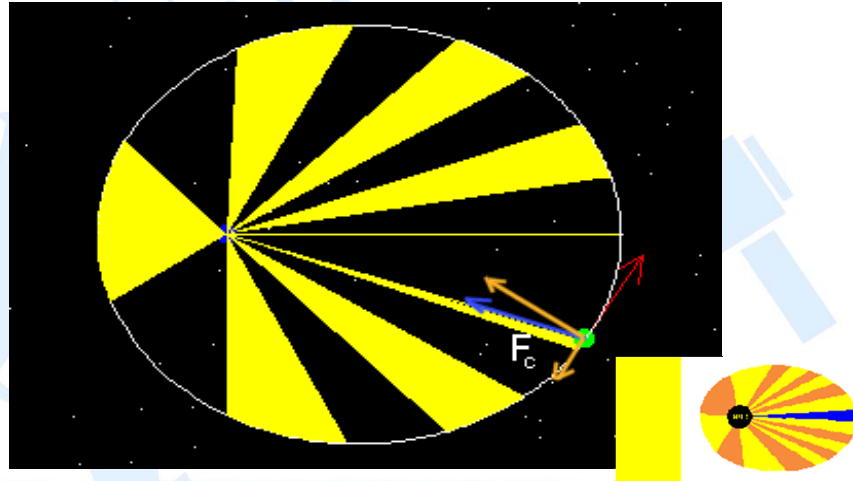
$$\frac{dA}{dt} = \frac{1}{2} h = cte$$



Que es la expresión matemática de la 2ª ley de Kepler: "Áreas barridas en tiempos iguales son iguales"

Segunda Ley de Kepler

“Áreas barridas en tiempos iguales son iguales”



Primera Ley de Kepler (1)

Del resultado anterior obtenemos: $r^2 \frac{d\phi}{dt} = cte \Rightarrow r \left(\frac{d\phi}{dt} \right)^2 = \frac{h^2}{r^3}$

y de la 2ª ecuación del sistema: $\frac{d^2 r}{dt^2} - \frac{h^2}{r^3} + \frac{k}{r^2} = 0$

Eliminamos t : $\frac{dr}{dt} = \frac{dr}{d\phi} \frac{d\phi}{dt} = \frac{dr}{d\phi} \frac{h}{r^2} = -h \frac{du}{d\phi}$
 $\frac{d^2 r}{dt^2} = \frac{d}{dt} \left(-h \frac{du}{d\phi} \right) = -h^2 u^2 \left(\frac{d^2 u}{d\phi^2} \right)$

con el cambio $u = \frac{1}{r} \Rightarrow du = -\frac{dr}{r^2}$

Resulta por tanto:

$$\frac{d^2 u}{d\phi^2} + u = \frac{k}{h^2}$$

Primera Ley de Kepler (2)

La solución de la ecuación diferencial

$$\frac{d^2 u}{d\phi^2} + u = \frac{k}{h^2}$$

es: $u = \frac{k}{h^2} + C \cos(\phi - \phi_0)$

Deshaciendo el cambio de variable y eligiendo el eje x_0 de manera que $\phi_0 = 0$ resulta:

$$r = \frac{p}{1 + e \cos \phi}$$

siendo $p = \frac{h^2}{k}$, $e = pC$

Para $e < 1$ la ecuación anterior es la de una elipse, y es la expresión matemática de la 1ª ley de Kepler.

Tercera Ley de Kepler

Para el caso de órbita elíptica:

$$dA = \frac{1}{2} h dt \Rightarrow \pi ab = \frac{1}{2} h T$$

siendo T el período de rotación.

Sustituyendo h resulta:

$$T = 2\pi \frac{a^{3/2}}{k^{1/2}}$$

que es la expresión matemática de la 3ª ley de Kepler.

CHAPTER 2: Satellite Systems

ETSIT

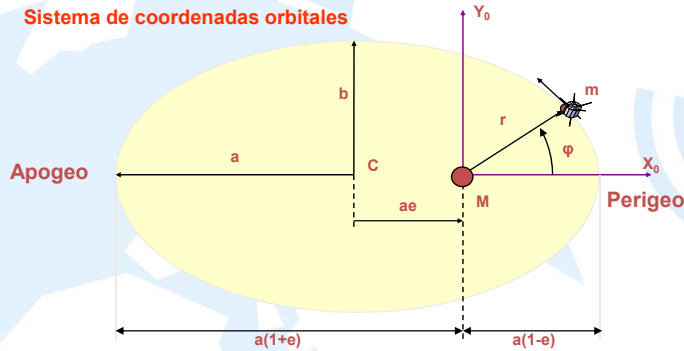


Leyes de Kepler:

Resumen

- 1º Las órbitas son planas y el satélite describe una elipse con un foco en el centro de masas de la Tierra.
- 2º El radio vector describe áreas iguales en tiempos iguales.
- 3º Los cuadrados de los periodos orbitales de dos satélites tienen la misma relación que los cubos de sus distancias medias al centro de la Tierra.

Sistema de coordenadas orbitales



$$r = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos \phi}$$

$$v = \sqrt{k \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)}$$

Master Universitario en Ingeniería de Telecomunicación.

SISTEMAS DE COMUNICACIONES

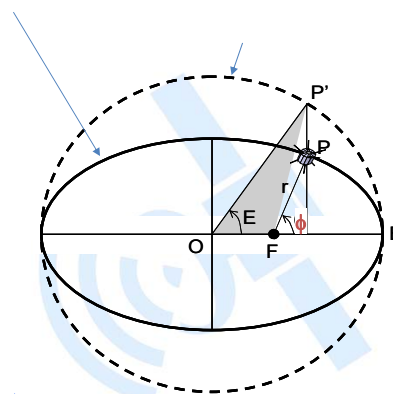
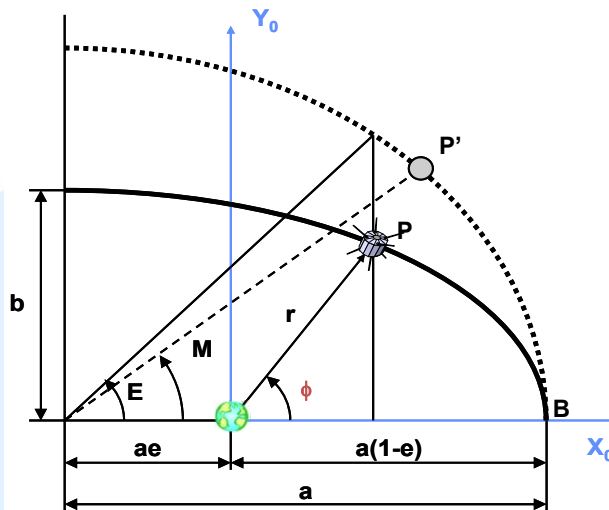
41

CHAPTER 2: Satellite Systems

ETSIT



Posición del Satélite en la Órbita. Anomalías



M: anomalía media
E: anomalía excéntrica
φ: anomalía verdadera

Master Universitario en Ingeniería de Telecomunicación.

SISTEMAS DE COMUNICACIONES

42

CHAPTER 2: Satellite Systems



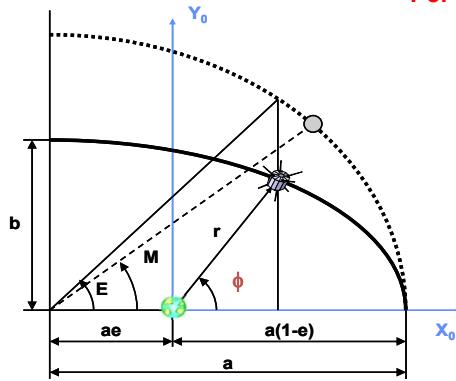
Objetivo: determinar la posición del satélite en función del tiempo $\rightarrow r(t)$

$$\frac{d\phi}{dt} = \frac{h}{r^2} = \frac{h_0}{r^2} = \frac{r_0 v_0}{r^2} = \frac{\sqrt{pk}}{r^2}$$

$$r = \frac{p}{1 + e \cos \phi} \Rightarrow \cos \phi = \frac{p - r}{re}$$

$$\Rightarrow -\sin \phi \cdot \frac{d\phi}{dt} = \frac{-p}{er^2} \cdot \frac{dr}{dt} \Rightarrow \frac{dr}{dt} = \sqrt{\frac{k}{ar^2} \cdot [a^2 e^2 - (a - r)^2]}$$

Por geometría:



$$a \cos E = ae + r \cos \phi = c + r \cos \phi$$

$$\cos E = \frac{e + \cos \phi}{1 + e \cos \phi} \Rightarrow \cos \phi = \frac{\cos E - e}{1 - e \cos E}$$

$$a \cos E = ae + r \frac{\cos E - e}{1 - e \cos E} \Rightarrow r = a(1 - e \cos E)$$

$$\frac{dr}{dt} = ae \cdot \sin E \cdot \frac{dE}{dt} = \sqrt{\frac{k}{a}} \cdot \frac{\pm \sin E}{1 - e \cos E}$$

$$E - e \sin E = \sqrt{\frac{k}{a^3}} \cdot (t - t_p)$$

SISTEMAS DE COMUNICACIONES

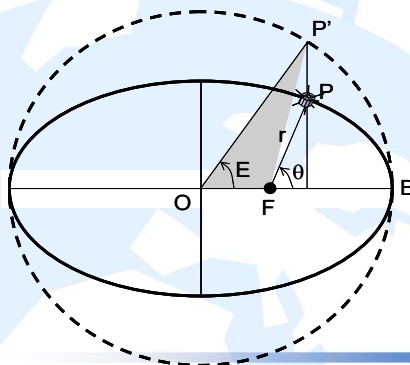
43

CHAPTER 2: Satellite Systems



$$E - e \sin E = \sqrt{\frac{k}{a^3}} \cdot (t - t_p)$$

Anomalía media M es el ángulo que formaría el semieje del perigeo de un satélite que se moviera a velocidad constante η_0 por la circunferencia de radio a que inscribe la órbita elíptica:



$$M = \eta_0 \cdot (t - t_p) = \sqrt{\frac{k}{a^3}} \cdot (t - t_p)$$

$$\text{Área}_{FP'B} = \text{Área}_{OP'B} - \text{Área}_{OP'F}$$

$$M = E - e \sin E$$

E se calcula con métodos iterativos, p.e., Newton-Raphson ($E_{ini} = M, \pi$):

$$\left. \begin{aligned} f(E) &= E - e \sin E - M \\ f'(E) &= 1 - e \cos E \end{aligned} \right\} \Rightarrow E = E - \frac{f(E)}{f'(E)} = \dots$$

Master Universitario en Ingeniería de Telecomunicación.

SISTEMAS DE COMUNICACIONES

44

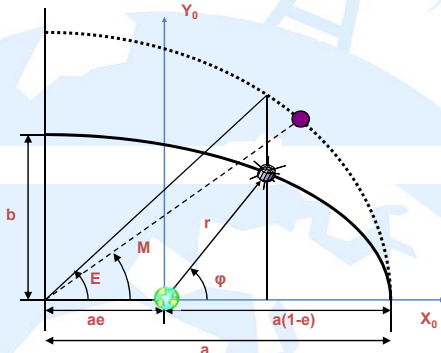
CHAPTER 2: Satellite Systems



1a) El **periodo de rotación** del satélite es:

$$T = 2\pi \frac{a^{3/2}}{k^{1/2}}$$

1b) La **velocidad angular media** es: $\eta = \frac{2\pi}{T} = \frac{1}{a} \sqrt{\frac{k}{a}}$



2) Conocido t y el **tiempo de paso por el perigeo** t_p , podemos calcular la **anomalía media** M y/o la **anomalía excéntrica** E :

$$M = \eta(t - t_p) = E - e \sin E$$

3) A partir de E se obtienen r y ϕ (**polares**):

$$r = a(1 - e \cos E)$$

$$\phi = \cos^{-1} \left[\frac{1}{e} \left(1 - \frac{a(1 - e^2)}{r} \right) \right]$$

4) Y también: $X_o = r \cos \phi$, , $Y_o = r \sin \phi$

Master Universitario en Ingeniería

45

CHAPTER 2: Satellite Systems



Determinación de la posición del satélite respecto de un punto de la superficie terrestre

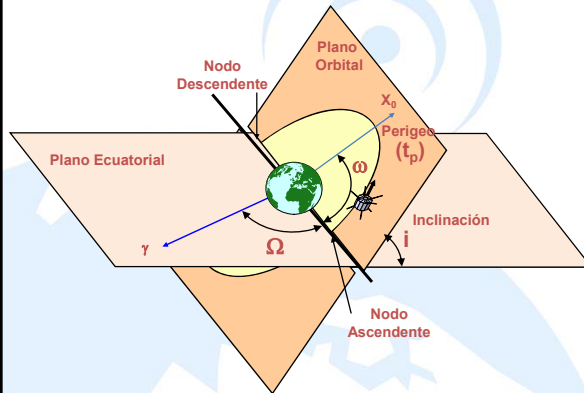
- Conocemos: la posición del satélite (x, y, z) (sistema no inercial, la Tierra se mueve)
- Objetivo: determinar la posición del satélite
 - Longitud y latitud
 - Estimación de los ángulos de visión del satélite
 - Estaciones terrenas
- Procedimiento: transformación de coordenadas orbitales a rotatorias para obtener las coordenadas de la órbita en un sistema inercial
 - Hay que deshacer los giros de coordenadas para, a partir de $(X_o, Y_o, Z_o=0)$, la posición del satélite
 - Matrices de giro

Master Universitario en Ingeniería de Telecomunicación.

SISTEMAS DE COMUNICACIONES

46

Sistema de Coordenadas Inerciales



- **Geocéntrico:** el centro del sistema coincide con el Centro de la Tierra.
- El plano fundamental coincide con el plano ecuatorial
- La dirección principal es el primer punto de Aries (punto Vernal).

Ω : ascensión recta nodo ascendente

i : inclinación de la órbita

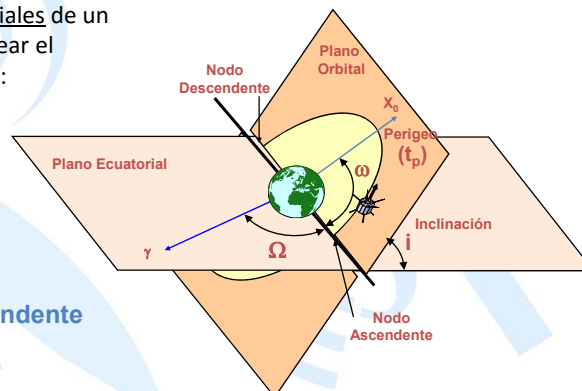
ω : argumento del perigeo

- **Punto vernal o primer punto de Aries (γ):** une el centro de la Tierra con el del Sol en el equinocio de Primavera (21 de Marzo)

Parámetros orbitales

Para especificar las coordenadas inerciales de un satélite en el instante t , se suele emplear el siguiente conjunto de seis parámetros:

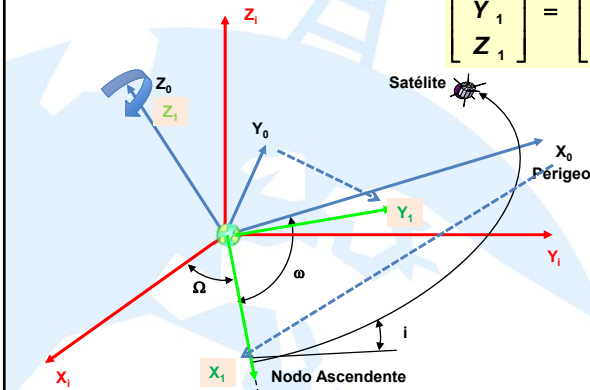
- 1) **Excentricidad (e)**
- 2) **Semieje mayor (a)**
- 3) **Ascensión recta del nodo ascendente (Ω)**
- 4) **Inclinación del plano orbital (i)**
- 5) **Argumento del perigeo (ω)**
- 6) **Tiempo de paso por el perigeo (t_p)**



Transformación C.O.-C.I. (1)

Paso 1: Giro ($-\omega$) alrededor de Z_0 (perpendicular a la órbita) para situar el eje X_0 en el plano ecuatorial (en la línea de Nodos)

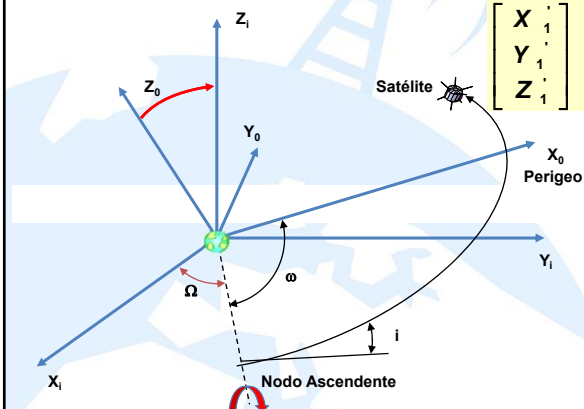
$$\begin{bmatrix} X_1 \\ Y_1 \\ Z_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \omega & -\sin \omega & 0 \\ \sin \omega & \cos \omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{bmatrix}$$



Transformación C.O.-C.I. (2)

Paso 2: Giro alrededor de X_1 para situar el plano $X_1'-Y_1'$ sobre el plano ecuatorial
(i). El eje Z se convierte en el eje polar

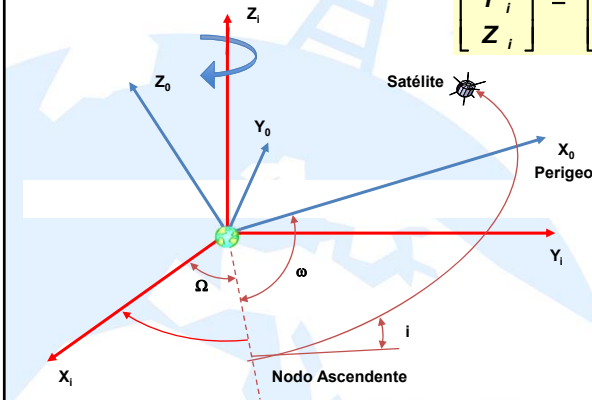
$$\begin{bmatrix} X_1' \\ Y_1' \\ Z_1' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos i & -\sin i \\ 0 & \sin i & \cos i \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_1 \\ Y_1 \\ Z_1 \end{bmatrix}$$



Transformación C.O.-C.I. (3)

Paso 3: Giro alrededor del eje polar Z_1' para alinear el eje X_1 en la dirección del punto vernal (Ω)

$$\begin{bmatrix} X_i \\ Y_i \\ Z_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \Omega & -\sin \Omega & 0 \\ \sin \Omega & \cos \Omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_1 \\ Y_1 \\ Z_1 \end{bmatrix}$$



Transformación C.O.-C.I. (4). Resumen

1) Giro de $(-\omega)$ respecto a Z_0 :

$$\begin{bmatrix} X_1 \\ Y_1 \\ Z_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \omega & -\sin \omega & 0 \\ \sin \omega & \cos \omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{bmatrix}$$

2) Giro de (i) respecto a X_1 :

$$\begin{bmatrix} X_1' \\ Y_1' \\ Z_1' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos i & -\sin i \\ 0 & \sin i & \cos i \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_1 \\ Y_1 \\ Z_1 \end{bmatrix}$$

3) Giro de (Ω) respecto a $Z_1'=Z_1$:

$$\begin{bmatrix} X_i \\ Y_i \\ Z_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \Omega & -\sin \Omega & 0 \\ \sin \Omega & \cos \Omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_1' \\ Y_1' \\ Z_1' \end{bmatrix}$$

Transformación C.O.-C.I. Resumen

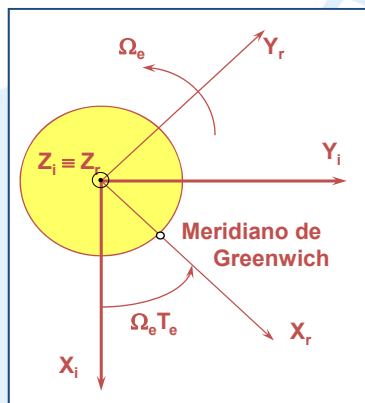
Finalmente, haciendo los productos sucesivos, resulta:

$$\begin{bmatrix} X_i \\ Y_i \\ Z_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (\cos \Omega \cos \omega - \sin \Omega \cos i \sin \omega) & (-\cos \Omega \sin \omega - \sin \Omega \cos i \cos \omega) & \sin \Omega \sin i \\ (\sin \Omega \cos \omega + \cos \Omega \cos i \sin \omega) & (-\sin \Omega \sin \omega + \cos \Omega \cos i \cos \omega) & -\cos \Omega \sin i \\ \sin i \sin \omega & \sin i \cos \omega & \cos i \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{bmatrix}$$

Matriz de transformación de coordenadas orbitales a inerciales (sistema ECI)

Coordenadas Rotacionales

A partir de las coordenadas inerciales (X_i, Y_i) de ECI se obtienen las coordenadas rotacionales (X_r, Y_r) del sistema ECEF.



Ω_e : Velocidad de rotación de la Tierra

T_e : Tiempo transcurrido desde que $X_r = X_i$

$$\Omega_e T_e = \alpha_{g,0} + 0.25068447 \cdot t(\text{min GMT to TU})$$

$$\alpha_{g,0} = 99.6909833 + 36000.7689 \cdot T_c + 3.8708 \cdot 10^{-4} \cdot T_c^2$$

$$T_c = \frac{(\text{JD} - 2415020)}{36525}$$

JD: día Juliano

T_c : tiempo en siglos Julianos

$\alpha_{g,0}$: ascensión recta del meridiano cero

Cálculo del día Juliano

$$JD = 2415020 + 365 \times (A - 1900) + DTA + NAB1900 + \frac{TU}{24} - 0.5$$

- JD: Día juliano
- 2415020: JD del 31/12/1899 a las 12 h del mediodía
- A: Año cuyo JD se desea calcular
- DTA: Días transcurridos del año A
- NAB1900: número de años bisiestos transcurridos desde 1900
- TU: Fracción del día en tiempo universal en horas

• **Ejemplo: Calcular el JD del 1 de enero de 2000 a las 12 a.m.**

– A=2000

– DTA=1

– NAB1900=24

– TU=12



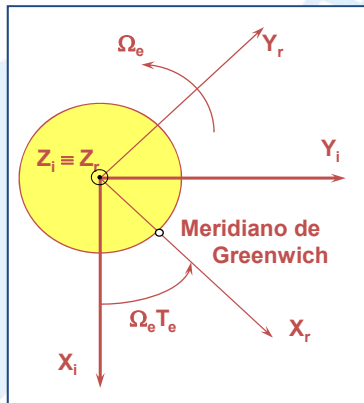
$$JD = 2415020 + 365 \times (2000 - 1900) + 1 + 24 + \frac{12}{24} - 0.5 = 2451545$$

Calendario

- Sol Medio (movimiento ficticio uniforme)
- Año tropical (tiempo de una órbita Tierra al Sol)
- Día solar medio, referido al Sol medio, 24 h
- Día sidéreo (1 rotación Tierra): 23h 56m 4.09s
- Año tropical: 365.2422 días medios
- Año civil: 365 días
- Julio Cesar introdujo el **año bisiesto** (1 día más cada 4 años y se compensan 0.25)
- Para compensar los 0.0078 el calendario Gregoriano elimina como bisiestos los que terminan en 00 salvo los divisibles por 400.
- TU o GMT tiempo referido al meridiano de Greenwich
 - Ahora sustituido por el UTC (relojes atómicos)
- Día Juliano cero: 12 mediodía del 1 Enero del 4713 AC

Transformación C.I.-C.R.

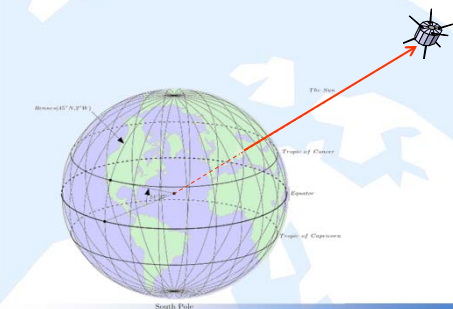
Para pasar de las coordenadas geocéntricas inerciales al sistema rotatorio hay que girar (X_i, Y_i, Z_i) un ángulo $\Omega_e T_e$ respecto al eje Z_i :



$$\begin{bmatrix} X_r \\ Y_r \\ Z_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \Omega_e T_e & \sin \Omega_e T_e & 0 \\ -\sin \Omega_e T_e & \cos \Omega_e T_e & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_i \\ Y_i \\ Z_i \end{bmatrix}$$

El punto subsatélite (*ground track*)

- Es la intersección sobre la superficie terrestre de la línea que une la posición del satélite en órbita con el centro de la Tierra
- La traza del satélite es la proyección de la órbita sobre la superficie terrestre
 - Información sobre la órbita (inclinación, periodo, altura, etc.)
- La traza se suele representar sobre un mapamundi 2D



CHAPTER 2: Satellite Systems

ETSIT
UPM

UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE MADRID

TYPES OF ORBITS (according to height)

LEO
Low orbit

MEO
Medium orbit

GEO
Geostationary orbit


HEO
Elliptic orbit

36,000 Kms

640 – 1,600 Kms

> 9,600 Kms

CHAPTER 2: Satellite Systems

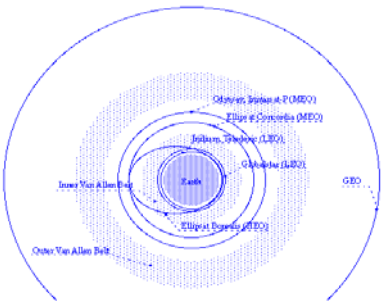


LEO orbits: circular, between 200 and 1.500 Km high.

MEO orbits: circular, between 6.000 and 11.000 Km high.

GEO orbits: geostationary at 35.787 Km high.

HEO orbits: very elliptic orbits, crossing Allen's circles. Molnya, Tundra and transference orbits. nsferencia.



Master Universitario en Ingeniería de Telecomunicación.

SISTEMAS DE COMUNICACIONES

CHAPTER 2: Satellite Systems



Summary of orbit characteristics

CHARACTERISTICS	LEO	MEO	GEO
Space segment cost	high	LOW	medium
Mean life of the satellite (years)	3 to 7	10 to 15	10 to 15
Attenuation	LOW	medium	high
Propagation delay	NEGLIGIBLE	low	high
Elevation angles	low	Medios	HIGH
Handover	frequent	infrequent	NONEXISTENT
Coverage	very low	high	VERY HIGH
Resource efficiency	GOOD	regular	low

Main applications

- LEO → Remote sensing, Communications (constellations)
- MEO → Radionavigation, Communications (constellations)
- GEO → Communications (fixed)

CHAPTER 2: Satellite Systems



Órbita Tundra

Órbita inclinada a 63.4 grados

Periodo de 24 horas

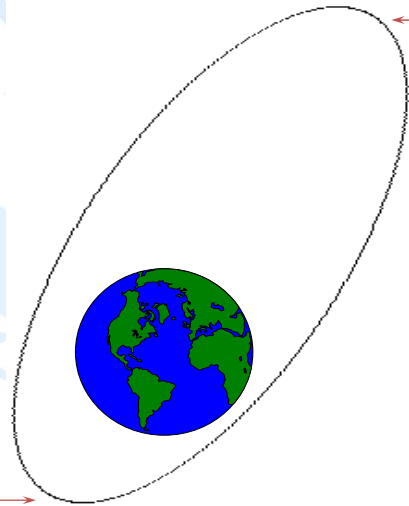
$a = 42164 \text{ km}$

$e = 0.25 (0.25-0.4)$

$\omega = 270 \text{ deg}$

23500 Km de altura

Apogeo a 46300 Km

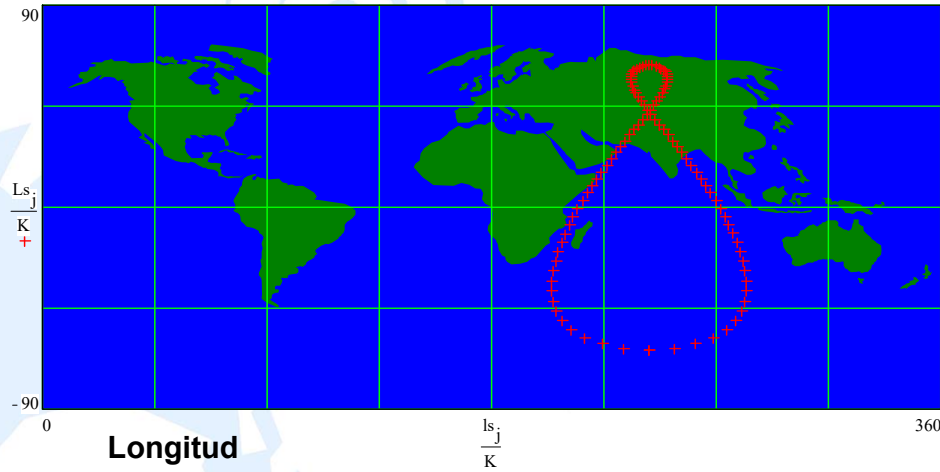


CHAPTER 2: Satellite Systems



Órbita Tundra. Trazo Punto Subsátélite

Latitud

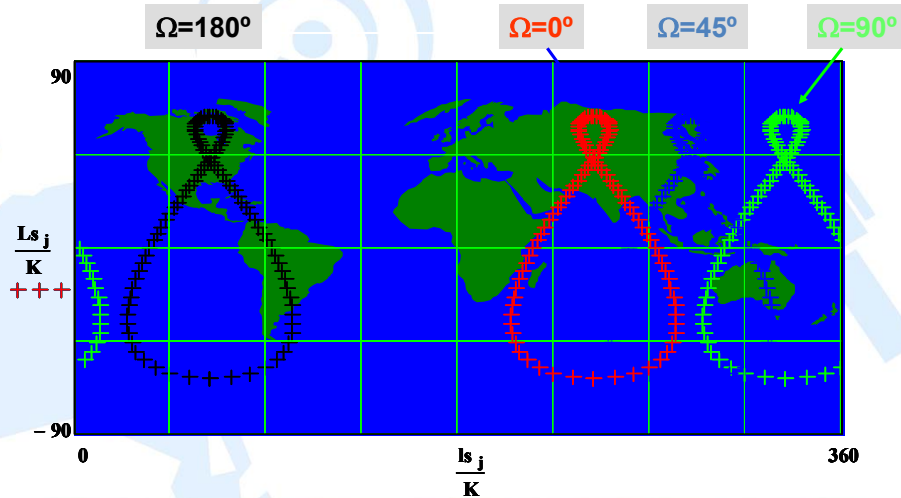


Master Universitario en Ingeniería de Telecomunicación.

SISTEMAS DE COMUNICACIONES

66

CHAPTER 2: Satellite Systems

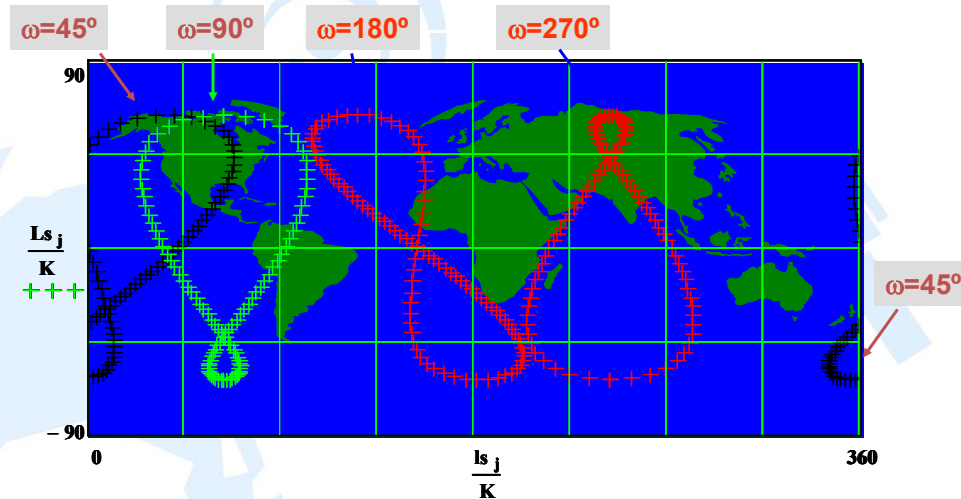
Órbita Tundra. Punto Subsátélite según Ω 

Master Universitario en Ingeniería de Telecomunicación.

SISTEMAS DE COMUNICACIONES

67

CHAPTER 2: Satellite Systems

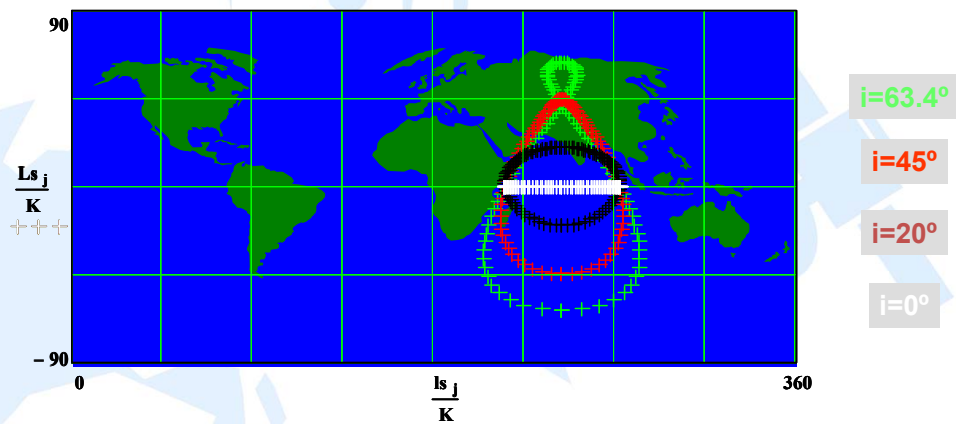
Órbita Tundra. Punto Subsátélite según ω 

Master Universitario en Ingeniería de Telecomunicación.

SISTEMAS DE COMUNICACIONES

68

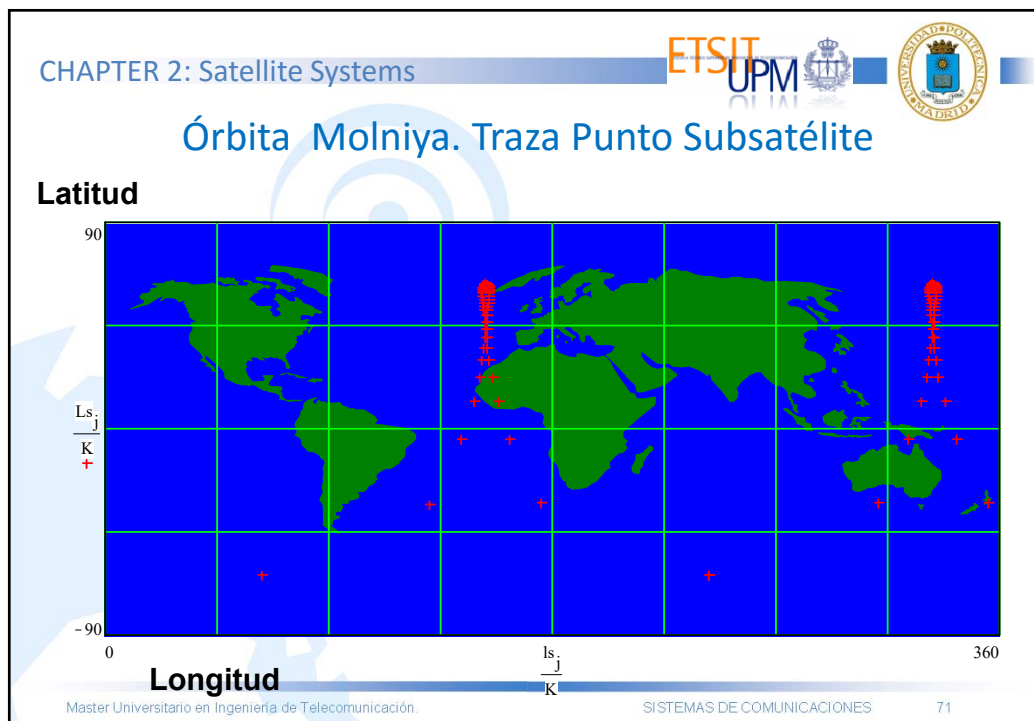
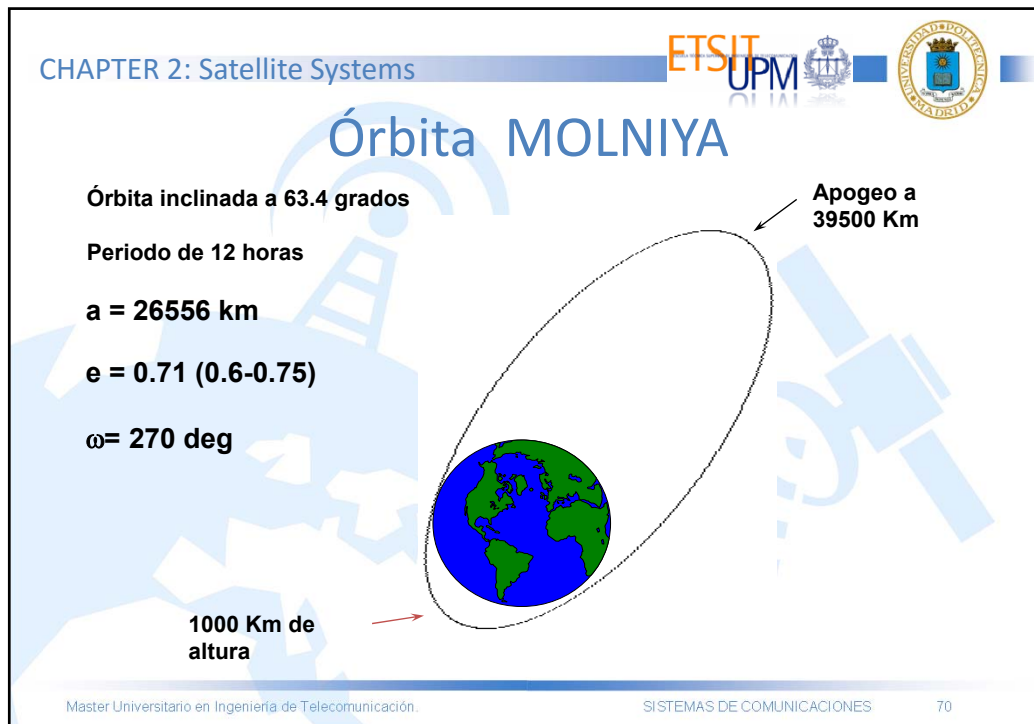
CHAPTER 2: Satellite Systems

Órbita Tundra. Punto Subsátélite según i 

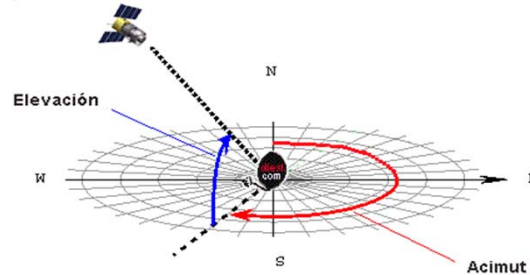
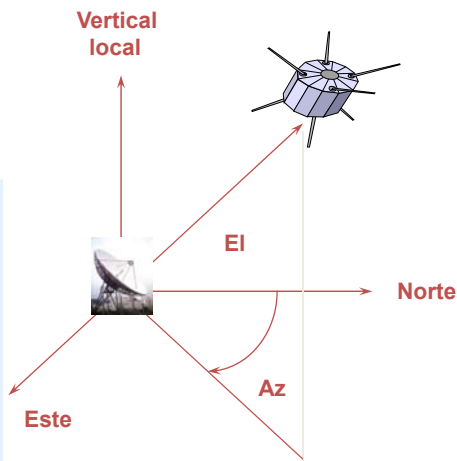
Master Universitario en Ingeniería de Telecomunicación.

SISTEMAS DE COMUNICACIONES

69



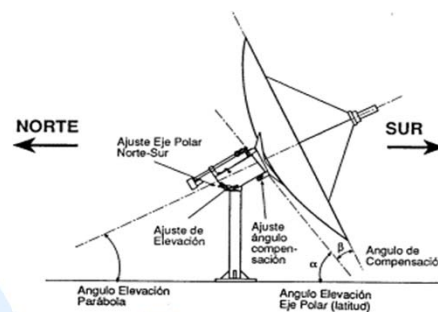
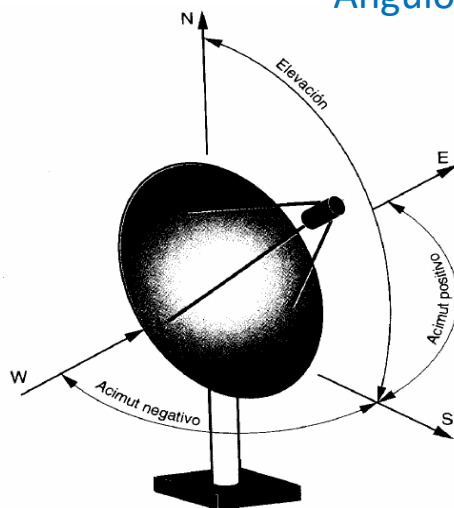
Ángulos de Visión



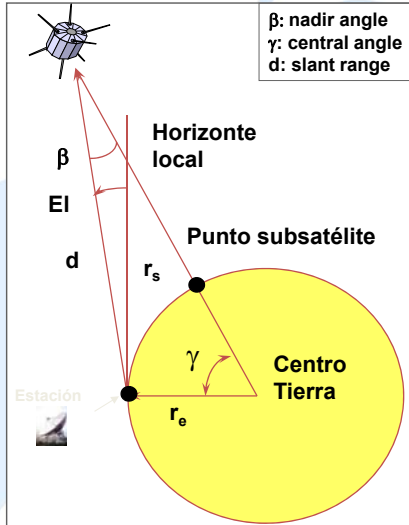
Ángulo de Elevación: desde la horizontal local hasta la dirección del satélite

Ángulo de Acimut: desde el Norte hacia el Este hasta la proyección sobre el horizonte local de la dirección al satélite (punto subsatélite)

Ángulos de Visión



Cálculo de la Elevación



\vec{r}_s , \vec{r}_e y \vec{d} forman un plano

L_{ae} → Latitud Norte de la estación

L_{oe} → Longitud Oeste de la estación

L_{as} → Latitud Norte punto subsatélite

L_{os} → Longitud Oeste punto subsatélite

$$\cos(\gamma) = \cos L_{ae} \cos L_{as} \cos(L_{oe} - L_{os}) + \sin L_{ae} \sin L_{as}$$

$$d = r_s \sqrt{1 + \left(\frac{r_e}{r_s}\right)^2 - 2 \frac{r_e}{r_s} \cos \gamma}$$

$$\cos El = \frac{\sin \gamma}{\sqrt{1 + \left(\frac{r_e}{r_s}\right)^2 - 2 \frac{r_e}{r_s} \cos \gamma}}$$

Cálculo de la Elevación GEO

La particularización de las expresiones anteriores a la geometría de la **órbita geoestacionaria** ($L_{as}=0$) resulta:

$$\cos(\gamma) = \cos L_{ae} \cdot \cos(L_{oe} - L_{os})$$

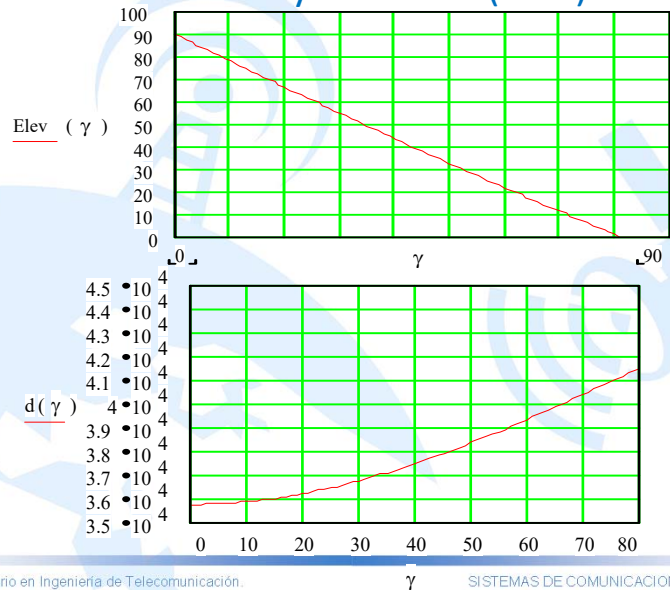
$$d = 42242 \sqrt{1.02274 - 0.301596 \cdot \cos \gamma} \text{ Km}$$

$$\cos El = \frac{42242 \cdot \sin \gamma}{d}$$

CHAPTER 2: Satellite Systems



Elevación y Distancia (GEO)



Master Universitario en Ingeniería de Telecomunicación.

γ

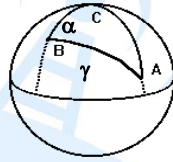
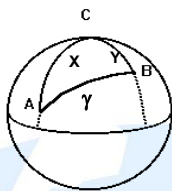
SISTEMAS DE COMUNICACIONES

76

CHAPTER 2: Satellite Systems



Cálculo del Acimut



- Conocemos dos lados (A, B) y el ángulo comprendido ($C = \text{ángulo polar} = f(l_A, l_B)$).
- X e Y se calculan a partir de C, L_A y L_B .

Para un satélite geoestacionario:

llamando l a la diferencia de longitudes, L la latitud de la estación y γ al ángulo central entre la estación y el punto subsatélite se tiene:

$$s = \frac{1}{2}(l + L + \gamma)$$

$$\alpha = 2 \tan^{-1} \left\{ \frac{\sin(s - \gamma) \sin(s - L)}{\sin(s) \sin(s - l)} \right\}^{1/2}$$

- 1) SS al SO de la ET $\rightarrow Az = 180 + \alpha$
- 2) SS al SE de la ET $\rightarrow Az = 180 - \alpha$
- 3) SS al NO de la ET $\rightarrow Az = 360 - \alpha$
- 4) SS al NE de la ET $\rightarrow Az = \alpha$

Master Universitario en Ingeniería de Telecomunicación.

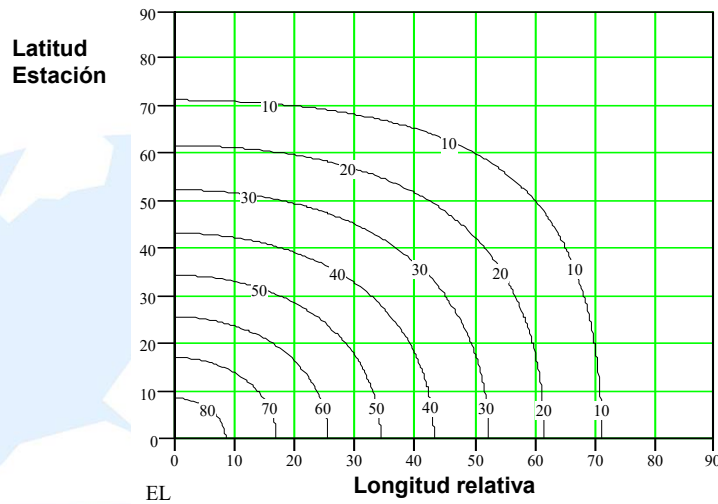
SISTEMAS DE COMUNICACIONES

77

CHAPTER 2: Satellite Systems



Ábacos de Elevación para GEO



Master Universitario en Ingeniería de Telecomunicación.

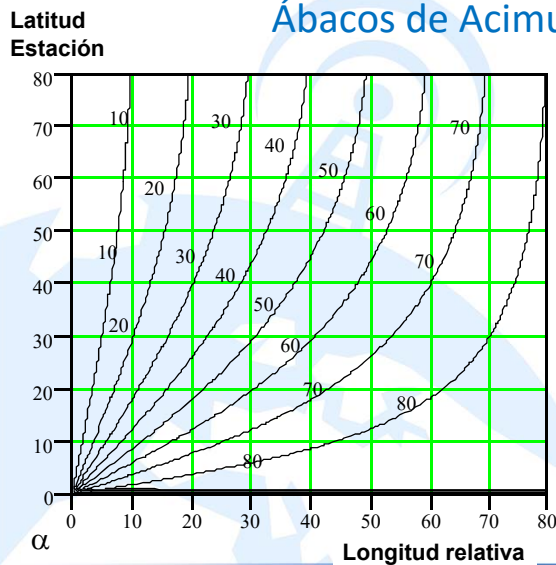
SISTEMAS DE COMUNICACIONES

78

CHAPTER 2: Satellite Systems



Ábacos de Acimut para GEO

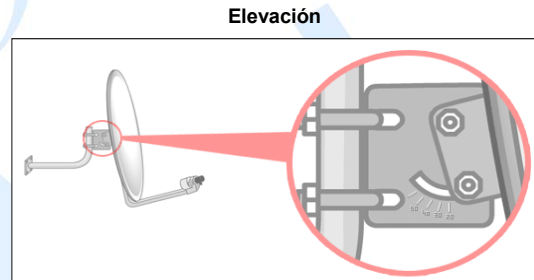
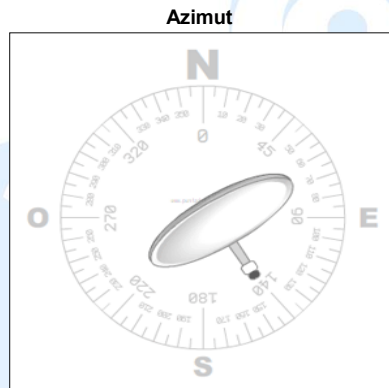
1) SS al SO de la ET $\rightarrow Az=180 + \alpha$ 2) SS al SE de la ET $\rightarrow Az=180 - \alpha$ 3) SS al NO de la ET $\rightarrow Az=360 - \alpha$ 4) SS al NE de la ET $\rightarrow Az= \alpha$

Master Universitario en Ingeniería de Telecomunicación.

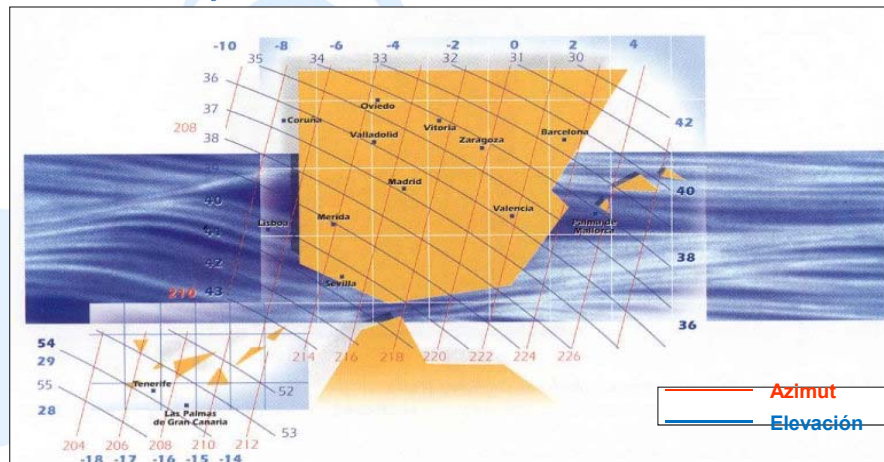
SISTEMAS DE COMUNICACIONES

79

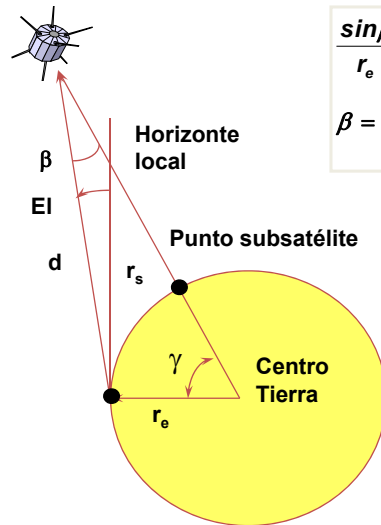
Acimut y Elevación



Acimut y Elevación hacia HISPASAT



Ángulo de Visión (GEO)

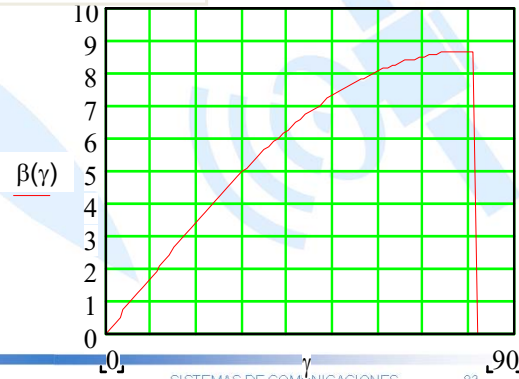


$$\frac{\sin \beta}{r_e} = \frac{\sin(90 + EI)}{r_s}$$

$$\beta = \sin^{-1} \left(\frac{r_e}{r_s} \cos EI \right)$$

$$2 \times \beta_{\max} = 17.4^\circ$$

$$\gamma(EI = 5^\circ) = 76.3^\circ$$



Perturbaciones en la órbita

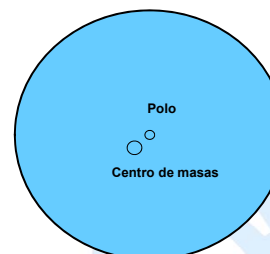
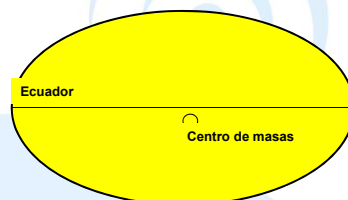
- Asimetrías de la Tierra
 - Eje polar 21 km menor que eje ecuatorial
 - Triaxialidad: eje mayor ecuatorial (165°E) es 20 m menor que eje menor (75°E)
 - Provocan una deriva Este-Oeste del satélite
- Movimientos de la masa acuosa (mareas)
 - Efecto similar al anterior
- Atracción de la Luna (y otros cuerpos)
 - Provoca las mareas
 - Tiende a inclinar la órbita del satélite (deriva en latitud)

Perturbaciones en la órbita

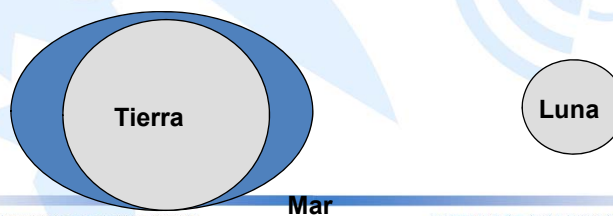
- **Atracción del Sol**
 - Combinada con la Luna provoca una inclinación de la órbita (efecto de 8 N-S en la traza del satélite)
 - 0.75 a 0.95° por año
- **Viento solar (presión de la radiación solar)**
 - Modifica la excentricidad de la órbita
 - Satélite LEO, efecto del albedo (20 % del total de radiación solar)
- **Fricción atmosférica (*atmospheric drag*)**

Asimetría de la Tierra y atracción de la Luna

- Asimetrías de la Tierra

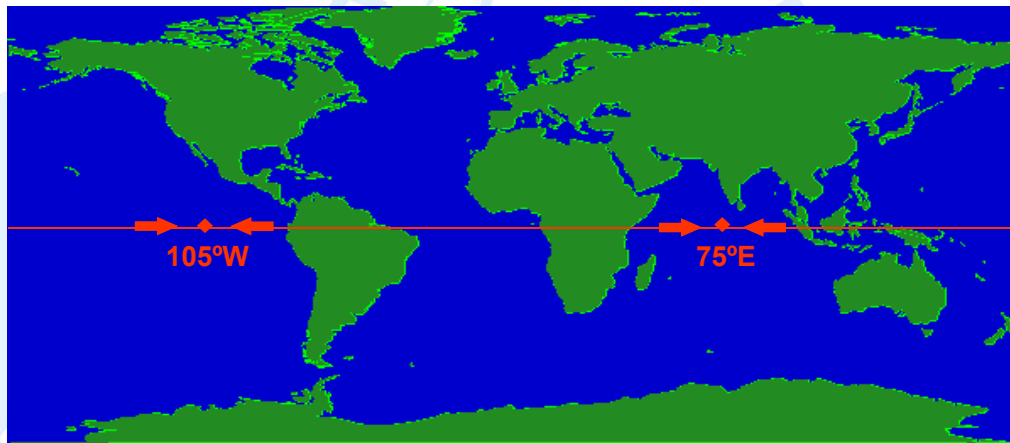


- Atracción de la Luna (mareas)



Puntos de Equilibrio Estable

La deriva Este-Oeste debida a la asimetría de la Tierra se produce hacia dos puntos de equilibrio estable (en ausencia de otras acciones) que corresponden a los extremos del eje mayor de la elipse ecuatorial.



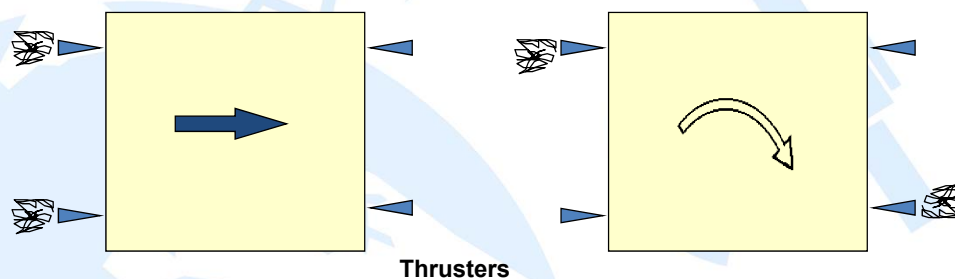
Master Universitario en Ingeniería de Telecomunicación.

SISTEMAS DE COMUNICACIONES

87

Vida Útil

El mantenimiento en posición requiere maniobras periódicas y el gasto del combustible provoca la “muerte” del satélite



La mayor parte del peso y volumen del satélite se dedican al combustible.

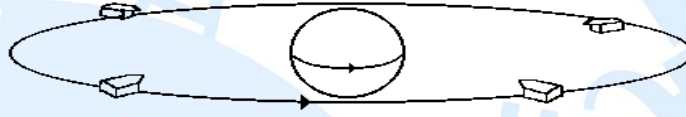
Master Universitario en Ingeniería de Telecomunicación.

SISTEMAS DE COMUNICACIONES

88

Orientación del Satélite

Mientras el satélite gira alrededor de la Tierra una vez cada 24 horas, debe girar sobre sí mismo para mantener su apuntamiento hacia la Tierra



Perturbaciones que afectan a la dinámica del satélite:



Gradiente gravitatorio
Presión aerodinámica
Presión de radiación solar
Campo magnético

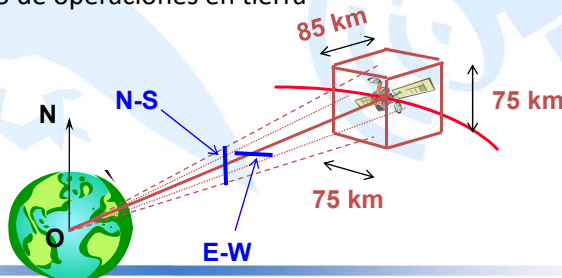
Emisión de partículas
Equipos móviles
Movimiento de líquidos
Emisión de radiación

Station-keeping box

- Si el satélite no se mantiene en una posición fija respecto de la Tierra...
 - Se produce un movimiento aparente en longitud y latitud
- La *station-keeping box* representa los márgenes entre los cuales puede variar el par (longitud, latitud) del satélite
 - Control periódico de la posición y los parámetros orbitales
 - Correcciones orbitales mediante incrementos de velocidad
- Importancia del centro de operaciones en tierra

$$e=0.0004$$

$$\Delta l = \Delta L = \pm 0.05^\circ$$



CHAPTER 2: Satellite Systems



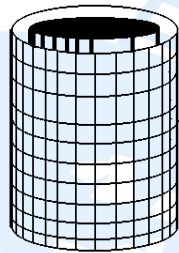
Generación de Energía

Flujo solar: 1.39 KW/m^2

Eficiencia: 10 al 25 %

Baterías Ni-Cd (originalmente)

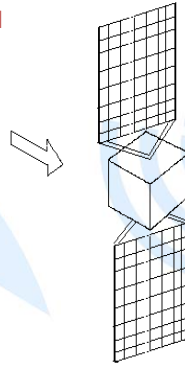
Ahora, Li-Ion



Se requiere mayor número de células

Temp. media $20-30^\circ\text{C}$ → mayor tensión de salida

Sol



Menor número de células (1/3).

Temp. media alta $50-80^\circ\text{C}$ → menor tensión salida

Master Universitario en Ingeniería de Telecomunicación.

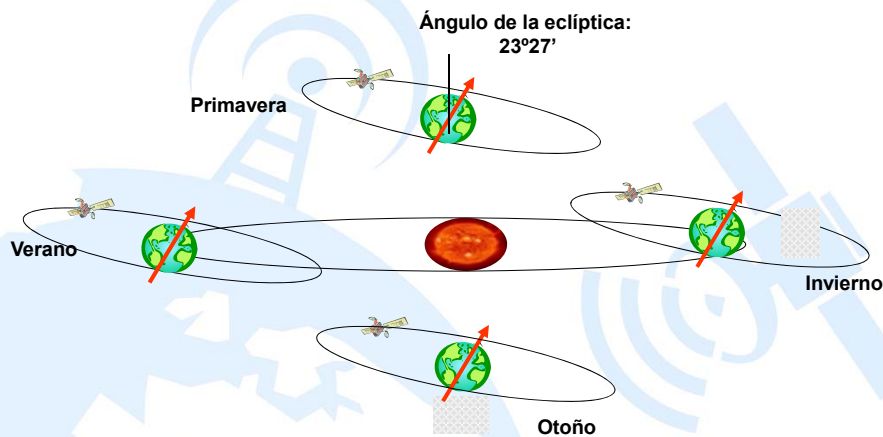
SISTEMAS DE COMUNICACIONES

91

CHAPTER 2: Satellite Systems



Eclipses de Tierra

Ángulo de la eclíptica:
 $23^\circ 27'$ 

El cono de sombra que proyecta la Tierra en Primavera y Otoño cruza la órbita geoestacionaria. Los satélites están en sombra +/- 22 días de los equinoccios y por un máximo de 70 minutos.

Master Universitario en Ingeniería de Telecomunicación.

SISTEMAS DE COMUNICACIONES

92

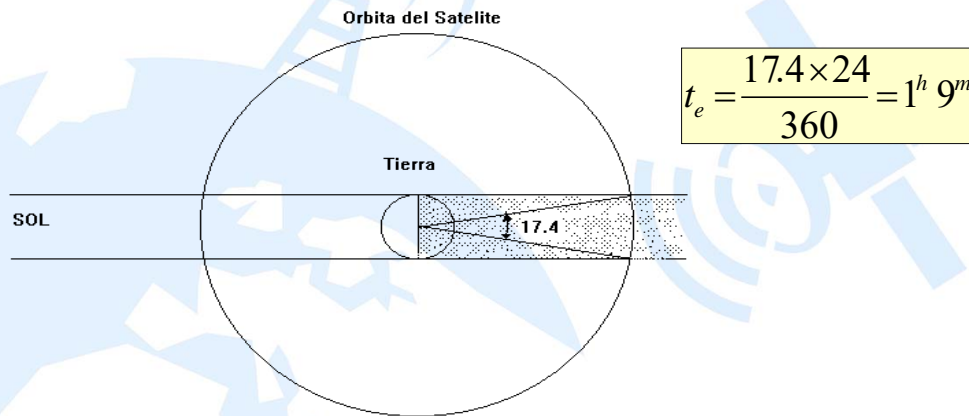
CHAPTER 2: Satellite Systems



Duración Máxima del Eclipse

En los equinoccios:

- Primavera: 20 al 21 de marzo
- Otoño: 22 a 23 de septiembre



Master Universitario en Ingeniería de Telecomunicación.

SISTEMAS DE COMUNICACIONES

93

CHAPTER 2: Satellite Systems



Sistema de Coordenadas del Satélite



El eje z apunta hacia el centro de la tierra (nadir). El eje x se toma en el plano del Ecuador en dirección hacia el Este (vector velocidad). Por tanto, el eje y tiene dirección sur.

Master Universitario en Ingeniería de Telecomunicación.

SISTEMAS DE COMUNICACIONES

94

CHAPTER 2: Satellite Systems

ETSIT UPM

UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE MADRID

① Orbits of parking

② Orbits of transfer

③ Orbits of geostationary

$h_1 = 200 \text{ Km}$

$v_1 = \sqrt{k \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)} = \sqrt{3.99 \times 10^5 \left(\frac{1}{(6378 + 200)} \right)} = 7.788 \text{ Km/s}$

1

$r_1 = 6578 \text{ Km}$

$h_2 = 35786 \text{ Km}$

$r_2 = 42164 \text{ Km}$

$a = \frac{(r_1 + r_2)}{2} = 24371 \text{ Km}$

$v_A = \sqrt{k \left(\frac{2}{r_2} - \frac{1}{a} \right)} = 1.598 \text{ Km/s}$

$v_P = \sqrt{k \left(\frac{2}{r_1} - \frac{1}{a} \right)} = 10.244 \text{ Km/s}$

2

$v_{geo} = \sqrt{\frac{3.99 \times 10^5}{42164}} = 3.076 \text{ Km/s}$

3

CHAPTER 2: Satellite Systems

ETSIT UPM

UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE MADRID

Orbita imposible

South Pole

Equator

Tropic of Cancer

Tropic of Capricorn

Master Universitario en Ingeniería de Telecomunicación.

SISTEMAS DE COMUNICACIONES

105